

Modelado de procedimientos de descenso continuo en aeropuertos

Arnaldo Valdés, R. M.¹, Gómez Comendador, F.², Sáez Nieto, F. J.³

Fecha de recepción: 25 de septiembre de 2009 – Fecha de aprobación: 28 de junio de 2010

RESUMEN

Los procedimientos de descenso continuo en aproximación (“continuous descent approach”, CDA) de aeronaves a un aeropuerto permiten reducir el impacto acústico sobre el entorno.

Durante estos procedimientos, la aeronave adopta una configuración que le permite realizar el descenso de forma continua, sin modificar su estado durante la aproximación, variando los perfiles de velocidades y trayectoria en función de las características de la aeronave.

Uno de los principales problemas que plantea su aplicación en escenarios reales, es la compatibilidad con procedimientos convencionales o escalonados. Dado que no se puede actuar sobre la aeronave en descenso continuo una vez que se ha iniciado el procedimiento, se produce una pérdida de elasticidad. Esto dificulta la aplicación de separaciones por parte del control de tráfico aéreo, produciendo un impacto negativo sobre la capacidad de movimientos en el aeropuerto.

El presente artículo utiliza la ecuación de energía total de la aeronave para el modelado matemático del descenso de aeronaves, permitiendo establecer el perfil vertical, de velocidad y de empuje, correspondiente a un procedimiento de descenso continuo en aproximación para cualquier aeronave cuyos parámetros de consumo y resistencia aerodinámica sean conocidos.

El objetivo que se persigue es disponer de una herramienta, simple y abierta, que permita realizar un análisis de los perfiles de descenso de las diferentes aeronaves a los aeropuertos. Esta posibilitaría predecir la trayectoria que sigue una aeronave en función de su estado dinámico al comienzo del descenso, considerando el empuje al ralentí, en dos situaciones diferentes: a velocidad vertical controlada ó con ángulo de descenso controlado. El modelado se ha desarrollado para aeronaves tipo Jet, aplicándose como caso particular para las aeronaves Airbus 321 (A321) y Boeing 737-800 (B738), por ser aeronaves características y representativas en escenarios de alta densidad de tráfico.

Palabras clave: área de gestión terminal (TMA), control de tráfico aéreo (ATC), impacto acústico, procedimientos de descenso continuo (CDA), procedimientos avanzados de descenso continuo (ACDA).

Continuos descent approach procedures modeling

ABSTRACT

Continuous descent approach procedures (CDA) for aircraft coming to an airport have proved their potential for reducing noise impact on the airport environment.

¹ Departamento de Infraestructura, Sistemas Aeroespaciales y Aeropuertos. Universidad Politécnica de Madrid. Plaza Cardenal Cisneros s/n. 28040 Madrid. Email: rosamaria.arnaldo@upm.es

² Director Ejecutivo de Sistemas y Navegación Aérea. INECO, SA. Avenida del Partenon nº 4, 28042, Madrid. Email: fgomez@ineco.es

³ Profesor en el Departamento de Infraestructura, Sistemas Aeroespaciales y Aeropuertos. Universidad Politécnica de Madrid. Plaza Cardenal Cisneros S/N, 28040 Madrid. Email: franciscojavier.saez@upm.es

During a continuous descent approach procedure, the aircraft keeps a specific altitude until it reaches top of descent, where it adopts a configuration that allows for continuous descent, i.e. with no “step-down” effects, without changing its status during approach, changing the speed and path profiles according to aircraft performance. A major problem faced when these procedures are applied in real scenarios is how compatible they are with conventional or staggered procedures. Given the difficulty of acting on an aircraft during a continuous descent procedure, once it has been launched, it loses flexibility and makes it hard for air traffic controllers to apply aircraft separations, thus negatively affecting the movement capacity within the airport.

This article uses the aircraft total energy model for a mathematical approach of aircraft descent, which allows for establishing their vertical, speed and thrusting profiles for a continuous descent approach flying aircraft with fuel consumption and aerodynamic drag information provided by the base of aircraft data.

The purpose here is to have a simple, open tool to analyse the descent profiles of different aircraft into airports. This would enable us to predict the path followed by an aircraft from its dynamic state at descent launch, considering idle thrust in two different situations: at constant vertical speed or at a constant descent angle. Modeling has been developed for Jet type aircraft, in particular for Airbus 321 (A321) and Boeing 737-800 (B738), as these aircrafts are characteristic and representative of high density traffic scenario.

Keywords: advanced continuous descent approach (ACDA), air traffic control (ATC), continuous descent approach (CDA), noise impact, terminal manoeuvre area (TMA).

1. INTRODUCCION

1.1. Procedimiento de aproximación en descenso continuo (CDA).

Los procedimientos de aproximación en descenso continuo (“continuous descent approach”, CDA), desarrollados inicialmente para reducir el consumo de combustible de las aeronaves en la fase de aproximación, rápidamente mostraron su eficacia en la reducción de ruido en el entorno próximo a cualquier aeropuerto (Abbot 1991).

A diferencia de los procedimientos de aproximación

convencionales, los CDA evitan la utilización de segmentos horizontales durante la fase de descenso, comenzando el proceso lo antes posible a la máxima altitud, hasta interceptar la senda de planeo (“glide path”, GS) del sistema de aterrizaje por instrumentos (“instrument landing system”, ILS). Cuando estos procedimientos se vuelan con ayuda de los sistemas automáticos de gestión de vuelo para mantener determinadas condiciones de la trayectoria, se habla de procedimientos avanzados en descenso continuo (“advanced continuous descent approach “ACDA).

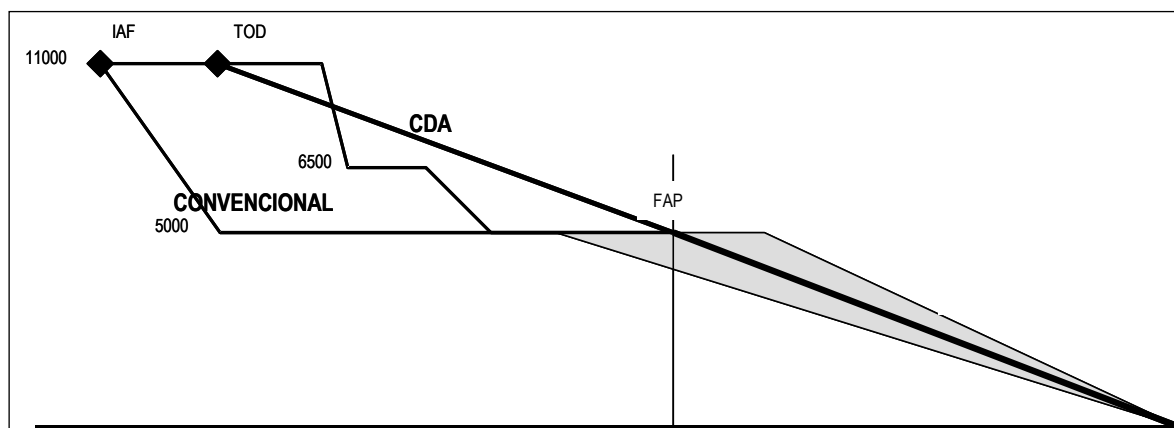


Figura 1. Aproximación convencional y en descenso continuo (CDA)

En la figura 1 se pueden identificar los puntos principales en una maniobra de aproximación CDA y en una maniobra de aproximación convencional:

- Punto de aproximación inicial (“initial approach fix”, IAF), punto que marca el inicio de la maniobra de aproximación instrumental convencional en un aeropuerto.
- Punto de inicio del descenso continuo (“top of descent” TOD).
- Punto de inicio del tramo de aproximación final (“final approach fix” FAP), punto que marca el inicio del último tramo de la aproximación convencional, a partir del cual las aeronaves mantienen su configuración y descienden todas siguiendo la trayectoria que marca la senda de planeo.

Con el procedimiento en descenso continuo, al ser la altitud inicial mayor, y el empuje de motores más reducido, se obtienen diferentes ventajas (Caves et al. 1999; Erkelens 2000; Sourdis 2000):

- Reducción del ruido durante la aproximación y estabilización de la aeronave.
- Reducción del consumo de combustible y de gases contaminantes.
- Reducción del tiempo que la aeronave tarda en llegar al umbral de la pista, ya que la velocidad media con la que se realiza la aproximación es, normalmente, mayor.

1.2. Características Cinemáticas de un Descenso Continuo

La aproximación continua de una aeronave a una pista de aterrizaje posee dos características generales: pérdida de altura y disminución de velocidad. Por consiguiente, se tiene una pérdida paulatina de su energía total, cedida a la atmósfera a través de las fuerzas aerodinámicas inducidas.

En una aproximación CDA las condiciones al inicio del procedimiento determinan la evolución de las condiciones cinemáticas de la aeronave, teniendo en cuenta que los motores se han de encontrar o estar próximos al ralentí.

El mantenimiento de las condiciones próximas a ralentí impone que durante el descenso, dentro de la envolvente de vuelo estable, la pérdida de altura (y por tanto de energía potencial), compense el trabajo disipativo de la resistencia aerodinámica (D); y al mismo tiempo la aeronave mantenga un perfil de velocidades (y por tanto de energía cinética) en ligero descenso, compatible con un vuelo seguro.

En una aeronave comercial actual, que vuela en escenarios en los que se aplican reglas de vuelo instrumental, se dispone a bordo, como mínimo, de sistemas de autopiloto/autothrottle y, normalmente, sistemas de gestión de vuelo (FMS). Con este equipamiento, el descenso continuo se puede plantear de dos formas. La primera, mediante el uso del autopiloto se puede proceder a un descenso a velocidad vertical constante. La segunda, si se dispone de sistema de gestión de vuelo (FMS) y

capacidad de guiado vertical, se puede proceder a un descenso con ángulo de descenso dado. En ambos casos se habla de procedimientos “avanzados” en descenso continuo o ACDA. Ambos casos serán estudiados en este artículo.

2. METODOLOGIA

Este artículo desarrolla un modelo matemático global que permite obtener el perfil vertical de descenso, de velocidades y de empuje asociado, para dos casos de procedimientos avanzados ACDA en descenso continuo, uno con velocidad vertical constante y el otro con ángulo de descenso constante.

El modelado se ha desarrollado para aeronaves tipo Jet, presentándose como casos particulares las aeronaves Airbus 321 (A321) y Boeing 737-800 (B738), por ser aeronaves características y representativas en escenarios de alta densidad de tráfico. Para comprobar la coherencia de los resultados, se comparan éstos con los obtenidos por Boeing en pruebas de procedimientos ACDA con velocidad decreciente realizadas en el simulador del B737-700 (Anderson y Warren 2002). Se utilizan estos resultados para comprobar que el modelo planteado en este artículo ofrece unos resultados cualitativamente comparables que conducen a condiciones del procedimiento en el punto de inicio del procedimiento (TOD) del mismo orden.

2.1. Modelo de energía.

El modelo de energía total considera que la variación de energía disponible entre el momento de inicio del procedimiento y su final es debido al trabajo de las fuerzas exteriores (peso, empuje e inducidas) que actúan sobre la aeronave, considerada como punto material, utilizando para ello las diferentes variables que definen el estado de la aeronave y su evolución (Anderson y Warren 2002; Eurocontrol 2010). Para la aplicación del modelo se utilizan los datos de prestaciones de aeronaves (Hoffman 1993) y en particular la información que suministra Eurocontrol a través de la base de datos BADA (Eurocontrol 2010). La ecuación matemática correspondiente, en forma diferencial, es la siguiente:

$$(T - D)V_{TAS} = mg \frac{dh}{dt} + mV_{TAS} \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad (1)$$

Siendo T el empuje, D la resistencia aerodinámica, m la masa de la aeronave, h la altitud, g la aceleración de la gravedad y V_{TAS} la velocidad verdadera del aire. La solución de la ecuación (1) requiere expresar el empuje (T) y la resistencia aerodinámica (D) en función de las variables cinemáticas h y V_{TAS} ,

utilizando para ello los coeficientes de ajuste recogidos en la base de datos BADA.

2.1.1. Resistencia Aerodinámica (D).

La resistencia aerodinámica D se expresa, en función

del coeficiente de resistencia aerodinámica, de la forma:

$$D = \frac{C_D \rho V_{TAS}^2 S}{2}$$

Donde, ρ es la densidad del aire (Kg. / m^3), C_D el coeficiente de resistencia aerodinámica, S la superficie alar (m^2), y V_{TAS} Velocidad verdadera o velocidad respecto del aire (m / s). En donde, a su vez ρ se puede expresar en función de la altura (h), utilizando el modelo de atmósfera estándar.

Para tener en cuenta el efecto del despliegue de superficies y el tren de aterrizaje, se utiliza la aproximación del coeficiente de resistencia aerodinámica, en configuración de aproximación, expresándolo de la siguiente forma:

$$C_D = C_{D0} + C_{D2} \cdot C_L^2$$

C_{D0} y C_{D2} son coeficientes de resistencia que se pueden obtener de la base de datos BADA en las diferentes configuraciones de aproximación (antes y

después del despliegue de alerones y tren de aterrizaje). C_L es el coeficiente aerodinámico de sustentación, tal que:

$$L = \frac{C_L \rho V_{TAS}^2 S}{2}$$

Siendo L la fuerza aerodinámica de sustentación. Asumiendo que $L = mg$, es decir considerando un

ángulo de alabeo nulo, y desarrollando las expresiones anteriores se obtiene:

$$D = \frac{C_{D0} \rho V_{TAS}^2 S}{2} + \frac{2 m^2 g^2 C_{D2}}{\rho V_{TAS}^2 S} \quad (2)$$

$$V_{TAS+1} > V_{TAS} > V_{TAS-1}$$

Siendo C_{D0} y C_{D2} diferentes en cada una de las fases de vuelo de la aproximación y aterrizaje que se han considerado. V_{TAS+1} y V_{TAS-1} representan los límites superior e inferior, respectivamente del rango de velocidades para el que son válidos los coeficientes de

resistencia aerodinámica C_{D0} y C_{D2} utilizados.

La resistencia aerodinámica (D) en función de la velocidad (V_{TAS}) a 8000 m de altitud se presenta en la figura 2 para las aeronaves A321 y B738.

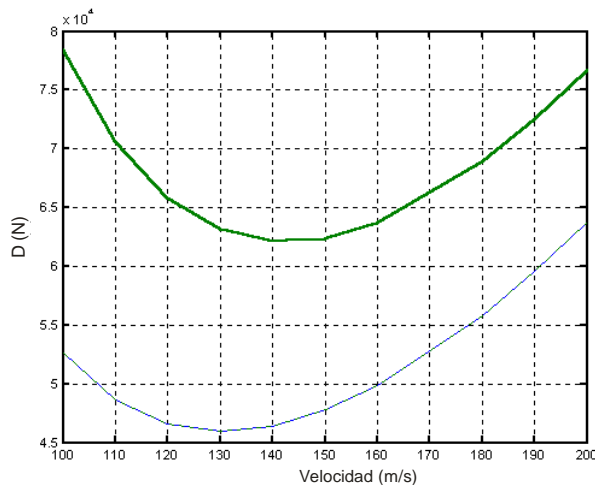


Figura 2. Resistencia aerodinámica (D) a $h=8000\text{m}$ para las aeronaves A-321(línea gruesa) y B-738 (línea fina) como función de la velocidad (V_{TAS}).

2.1.2. Empuje (T).

Uno de los requisitos más importantes de la aeronave durante la fase de descenso es el valor del empuje. Este debe estar a ralentí durante el transcurso del procedimiento CDA, con el objeto de realizar el menor ruido posible, y expulsar la menor cantidad de gases de la aeronave.

Para tener en cuenta la evolución y condiciones del empuje, se sigue el modelo desarrollado por EUROCONTROL en el programa BADA (base of aircraft data) (Eurocontrol 2010) para las diferentes condiciones y fases de vuelo de la aeronave.

En condiciones de vuelo estacionario, el empuje de la aeronave está directamente relacionado con el parámetro de “consumo específico de combustible”. Se pueden relacionar el consumo de combustible (f_{nom} en Kg/min) y el consumo específico de combustible de empuje (η , en Kg/min/KN). En el caso de los procedimientos que se están analizando, se considera empuje al ralentí, por lo que el flujo de combustible (en Kg./min), para el caso de aeronaves tipo Jet, se puede expresar en función de la altura de la forma:

$$f_{min} = C_{f3} \left(1 - \frac{h}{C_{f4}} \right), [Kg / min]$$

$$T = \frac{f_{min}}{\eta}, [KN] ; \eta = C_{f1} \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}} \right), \left[\frac{kg}{min \cdot KN} \right]$$

$$T = \frac{C_{f3} \left(1 - \frac{h}{C_{f4}} \right)}{C_{f1} \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}} \right)} = \frac{C_{f3} C_{f2}}{C_{f1} C_{f4}} \frac{(C_{f4} - h)}{(C_{f2} + V_{TAS})} [KN] \quad (3)$$

con $\frac{dh}{dt} < 0$

Siendo, C_{f1} , C_{f2} , C_{f3} y C_{f4} parámetros de consumo de la planta propulsora.

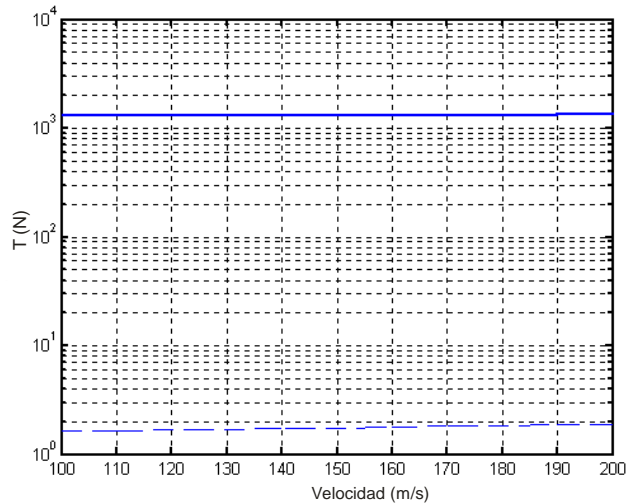


Figura 3. Empuje (T), en función de la velocidad, a $h = 8000m$, para el A-321 (línea continua) y B-738 (línea discontinua).

La figura 3 representa el empuje al ralentí (T) en función de la velocidad (V_{TAS}) para una altitud $h = 8000m$ en el caso de las dos aeronaves A321 y B738. Las fuerzas exteriores que actúan sobre la aeronave,

calculadas como se ha expuesto anteriormente, se aplican sobre el modelo de avión en descenso, suponiendo una navegación vertical realizada de dos formas: a velocidad vertical constante (h_p), o a ángulo

de descenso constante (θ).

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1. Modelo de aproximación en descenso continuo con velocidad vertical constante y motores a ralentí.

El procedimiento de descenso se puede configurar para cada modelo de avión mediante la especificación de los parámetros de entrada:

- Características físicas de la aeronave (superficie alar S y masa m).
- Coeficientes de resistencia aerodinámica

(C_{D0} y C_{D2}).

- Los cuatro coeficientes de consumo de combustible (C_f).

Y el establecimiento de las condiciones iniciales de las variables cinemáticas:

- posición (x, h)
- velocidad (V_{TAS})

A partir de estos datos de entrada es posible obtener la resistencia (D), el empuje (T), la velocidad horizontal (V_{tas}), la velocidad vertical (h_p), la distancia y altura recorridas (x, h). La ecuación a resolver es:

$$\frac{(T - D)}{m} = \frac{dV_{TAS}}{dt} + g \frac{h_p}{V_{TAS}} \quad (4)$$

En las condiciones de descenso continuo, la fuerza $F_x = T - D$, es negativa, produciendo así una disminución de la energía total.

Las figuras 4 y 5 presentan los resultados de la aplicación del modelo a las aeronaves A-321 y B-738 con las siguientes condiciones de partida:

- La altitud inicial del procedimiento se fija en 8000m.
- Se inicia el procedimiento con una velocidad (V_{TAS}) de 113m/s.

- La velocidad vertical se ajusta, en el caso del A-321 a 8,5m/s, mientras que en el caso del B-738 es de 6 m/s.
- En ambos casos la prueba se realiza para un tiempo de vuelo de 6 minutos.
- Las características aerodinámicas de la aeronave se obtienen de la base de datos BADA de Eurocontrol (Eurocontrol 2010). Inicialmente se considera la aeronave en configuración limpia, es decir, sin alerones desplegados.

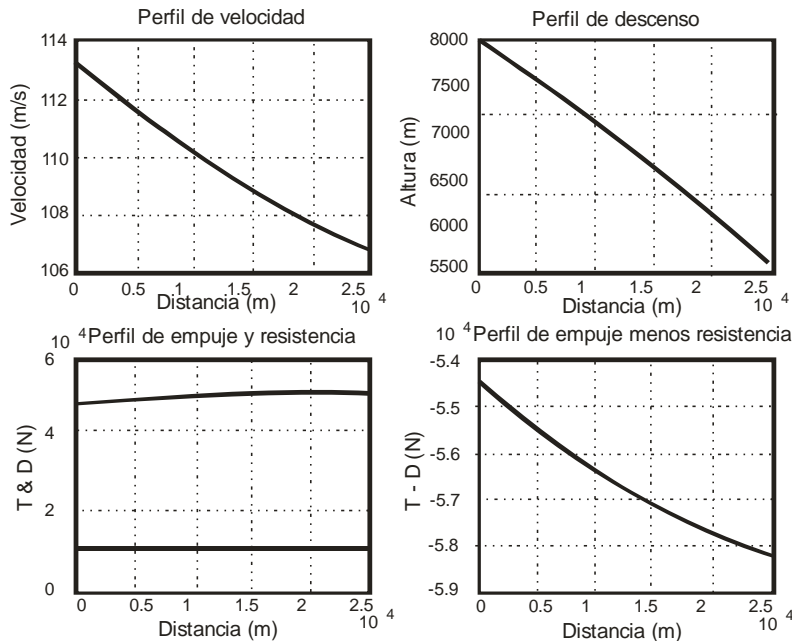


Figura 4. Perfiles de velocidad, altura, empuje, resistencia y “empuje menos resistencia” para un B-738.

En el caso del B-738 se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- El descenso se produce a lo largo de 25 Km, pasando de 8000m a 6500m, con una pérdida de velocidad prácticamente lineal desde los 113m/s hasta

los 98m/s.

- Al mantener motores a ralentí, el empuje se mantiene prácticamente constante, siempre inferior a la resistencia aerodinámica. Aunque la resultante de fuerzas (T-D) decrece, la variación no es significativa, al pasar de -53KN a -58KN.
- El cambio a configuración de aterrizaje, con despliegue de alerones adicionales y tren de aterrizaje, se producirá tras un tramo de 25 Km de descenso al

inicio del tramo de aproximación final en el FAP.

En el caso del A-321 se pueden observar las siguientes conclusiones y diferencias con el B-738:

- Inicialmente la prueba se realiza también para un trayecto de 25 Km de distancia y el procedimiento comienza en el mismo punto. El descenso resultante se realiza con mayor pendiente, ya que para una misma distancia la aeronave desciende de 8000m a 6000m.

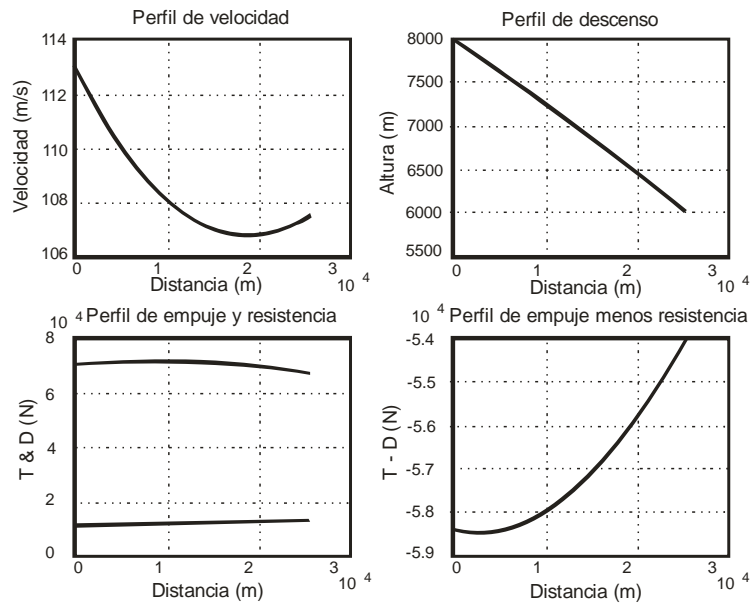


Figura 5. Perfiles de velocidad, altura, empuje, resistencia y “empuje menos resistencia” para un A-321

- Se puede observar que en el perfil de velocidad se produce un incremento de energía cinética cuando la aeronave alcanza aproximadamente 107m/s. Esto, en un escenario real, debería ser corregido a través de las superficies secundarias, aumentando la resistencia aerodinámica. Lo cual traducido al modelo anterior supone una modificación de los coeficientes que determinan C_D . La Figura 6 muestra el efecto del cambio de configuración de la aeronave al extender alerones.

Por tanto, en el caso del A-321, si se desea conseguir que la aeronave finalice la maniobra de aproximación en descenso continuo en la misma configuración se debe, bien iniciar la maniobra a una mayor velocidad; o bien seleccionar un punto de inicio de la maniobra (TOD) más cercano al FAP, acorde con la distancia que la aeronave puede recorrer antes de cambiar de configuración, en este caso 18 Km aproximadamente. Esto demuestra que las condiciones iniciales del procedimiento (velocidad, altura y distancia) han de ser diferentes para cada modelo de aeronave. Una selección apropiada de las condiciones al inicio del

procedimiento será esencial para poder secuenciar el tráfico en la fase aproximación. El objetivo será que todas las aeronaves lleguen al punto de inicio de la aproximación final (FAP) con la velocidad que cada una requiera para volar este último tramo.

La modificación de la configuración de la aeronave en las diferentes fases de la aproximación se tiene en cuenta en el modelo desarrollado con las siguientes hipótesis:

- La aeronave inicia el procedimiento en configuración limpia, utilizando los coeficientes de resistencia aerodinámica correspondientes.
- Al disminuir la velocidad, cuando esta alcanza un valor un 20% superior a la velocidad de pérdida en configuración limpia, la aeronave despliega alerones y superficies de sustentación. A partir de ese punto se aplican los coeficientes de resistencia aerodinámica para la fase de aproximación (Eurocontrol 2010).
- La aeronave mantiene esta configuración hasta llegar al tramo final de aproximación (FAP), momento en el que despliega tren de aterrizaje. A partir de ese punto se utilizan los coeficientes de resistencia correspondientes a la configuración de

aterrizaje (Eurocontrol, 2010).

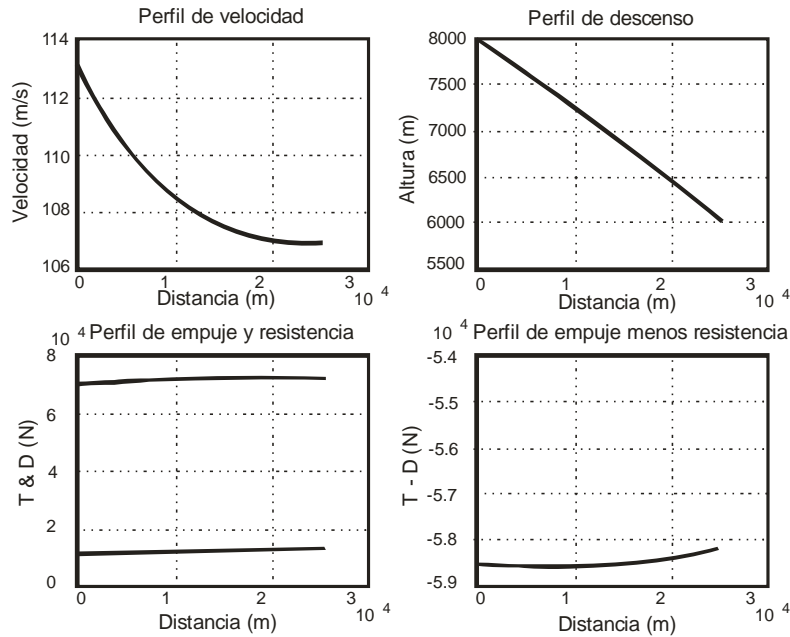


Figura 6. Perfiles de velocidad, altura, empuje, resistencia y “empuje menos resistencia” para un A-321 con modificación de alerones

Con el fin de comprobar la fiabilidad del modelo matemático descrito, se ha realizado una comparación cualitativa con resultados presentados por Boeing en pruebas realizadas en el simulador del B737-700 (Anderson y Warren 2002). Las condiciones de la simulación de Boeing eran 600m de altitud y una

velocidad de 67 m/s en el FAP, descenso a velocidad vertical de 4,5 m/s y altura inicial del procedimiento de 2400m. En las siguientes figuras se muestran el perfil vertical, velocidad y empuje del procedimiento equivalente según el modelo desarrollado en este trabajo.

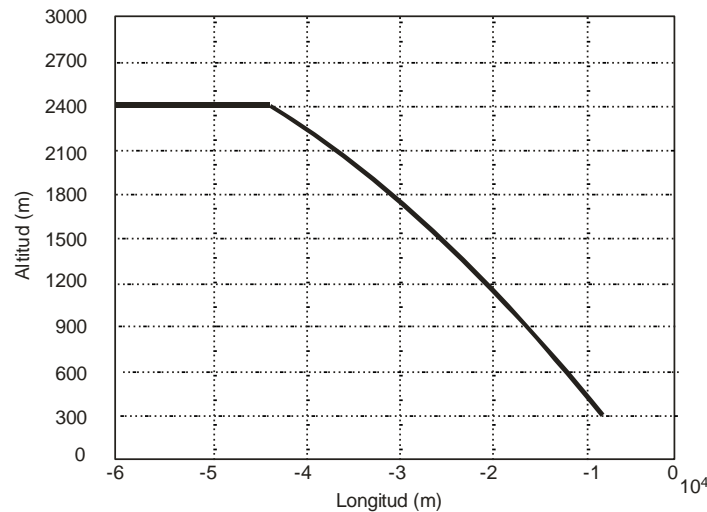


Figura 7. Perfil vertical de la trayectoria en ACDA con velocidad vertical constante y motor a ralentí en B737-700.

Como puede observarse el B737-700 inicia el descenso (TOD) a 33,3 Km del FAP, a 2400m de altitud y con 113 m/s de velocidad inicial, realiza el

descenso a 4,5 m/s con motores a ralentí, y alcanza la velocidad fijada de 67 m/s antes de los 600m, por lo que a partir de este punto debe mantener esta

velocidad hasta el FAP.

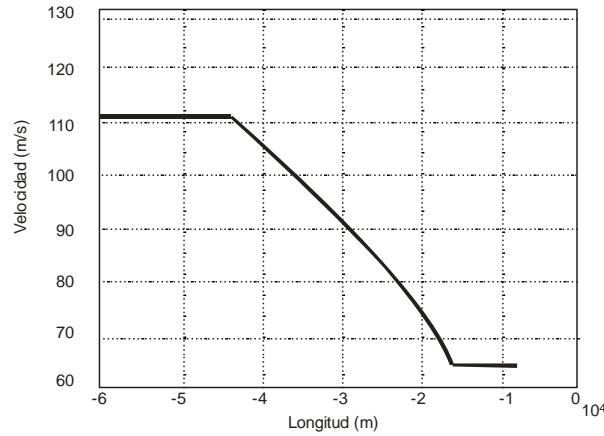


Figura 8. Perfil de velocidad V_{TAS} de la trayectoria en ACDA con velocidad vertical constante y motor a ralentí en B737-700.

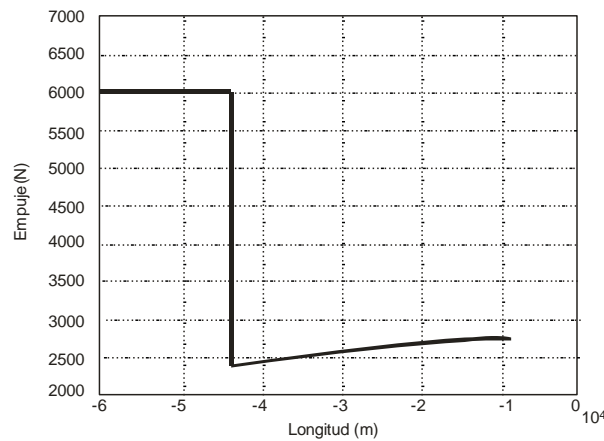


Figura 9. Empuje a lo largo del procedimiento en ACDA con velocidad vertical constante y motor a ralentí en B737-700.

En la figura 9 se observa como el empuje disminuye bruscamente al iniciar el descenso debido a la condición de mantener el motor a ralentí.

En el caso de las pruebas realizadas por Boeing, la aeronave inicia el procedimiento a 2400 m y 113 m/s, alcanzando el FAP a 67 m/s y 600 m, siendo la longitud del procedimiento de 31,5 Km. Como puede observarse en ambos casos se obtienen los resultados

comparables.

3.2. Modelo de aproximación en descenso continuo con ángulo de descenso constante y motores a ralentí.

Partiendo de la ecuación (1), tenemos:

$$(T - D)V_{TAS} = mgV_{TAS} \tan(\theta) + mV_{TAS} \left(\frac{dV_{TAS}}{dt} \right) \quad (6)$$

Para una aproximación con ángulo de descenso constante, se ha introducido:

$$\left(\frac{dh}{dt}\right) = V_{TAS} \tan(\theta)$$

Entonces, expresando la ecuación de la energía en términos de aceleraciones,

$$\frac{T - D}{m} = g \cdot \tan(\theta) + \frac{dV_{TAS}}{dt}$$

Las figuras 10 y 11 presentan resultados del descenso con ángulo constante para las aeronaves (A-321 y B 738), con las siguientes condiciones de partida:

- Al igual que en el caso anterior, la altitud inicial del procedimiento se fija en 8000m, con una velocidad (V_{TAS}) de 113m/s.
- Angulo de descenso constante de -4.5° y -3.3° grados respectivamente.
- Las características aerodinámicas de la aeronave se obtienen de la base de datos BADA de Eurocontrol (Eurocontrol 2010).

Puede observarse que el B-738 desciende de 8000m a 6500m a lo largo de 25 Km, con una pérdida de velocidad prácticamente lineal desde los 113m/s hasta los 100m/s, manteniendo el empuje prácticamente constante por realizar el descenso a ralentí. La velocidad vertical varía durante el descenso, pasando de $-6,5\text{m/s}$ a $-5,8\text{m/s}$.

El A-321 desciende con mayor ángulo y la aeronave alcanza los 6000m al recorrer los 25 Km. Cuando la aeronave ha recorrido aproximadamente 15Km, se produce un incremento en la velocidad que, al igual que en el caso anterior, marca el punto en el que la aeronave debería cambiar la configuración para aumentar la resistencia aerodinámica.

Por tanto el A-321 debería iniciar el procedimiento en condiciones diferentes al B-738, bien a mayor velocidad, o bien a menor distancia, al igual que en el caso del procedimiento anterior.

Precisamente la potencialidad de este método radica en que permite obtener las condiciones iniciales óptimas para cada modelo de aeronave, tales que cada aeronave llegue al punto de inicio de la aproximación final (FAP) en las condiciones requeridas para la fase de aterrizaje.

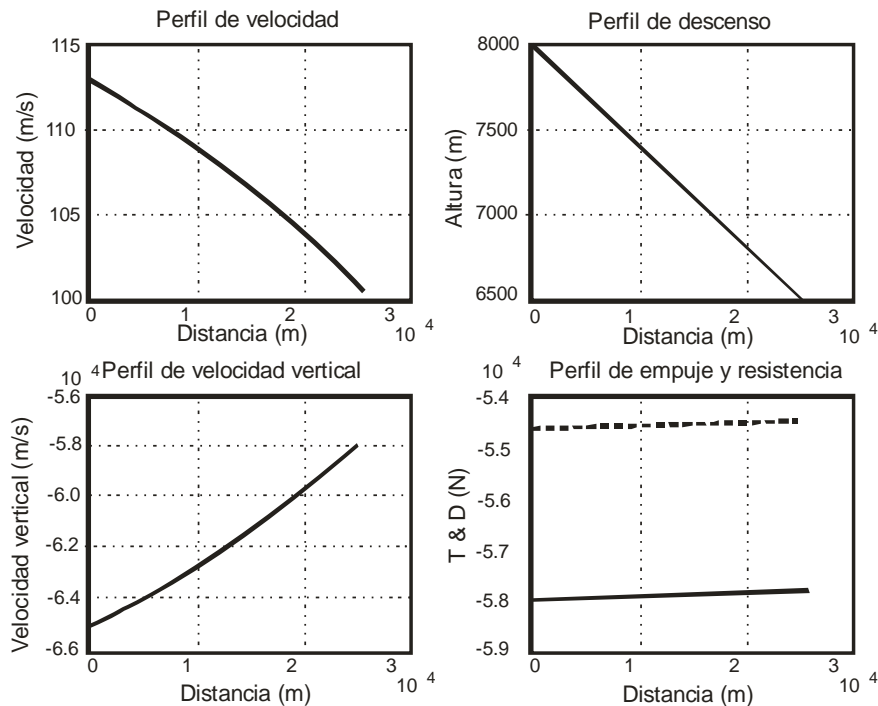


Figura 10. Perfiles de velocidad verdadera, altura, velocidad vertical, empuje y (continua), resistencia (discontinua) para un B-738.

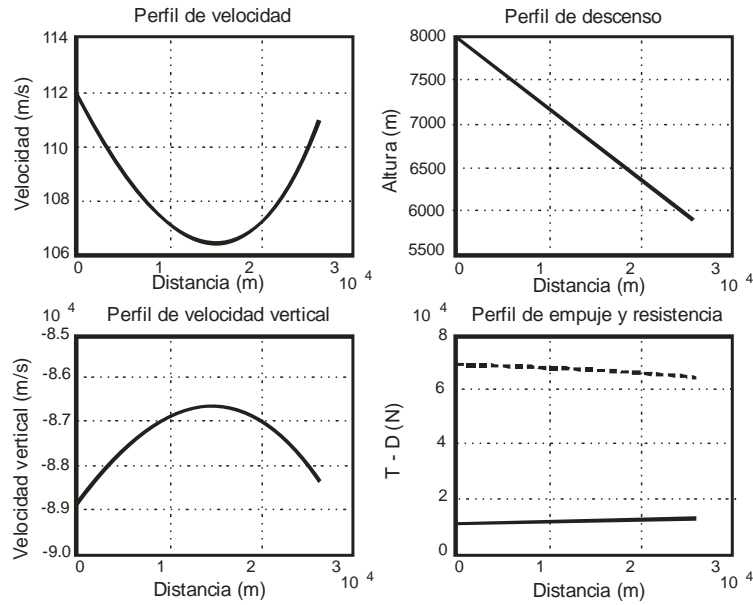


Figura 11. Perfiles de velocidad verdadera, altura, velocidad vertical, empuje y (continua), resistencia (discontinua) para un A-321.

Al igual que en el caso anterior, para comprobar la fiabilidad del modelo matemático descrito, se realiza una prueba del mismo con la aeronave Boeing 737 serie 700. Se fijan las condiciones al finalizar el descenso en 600 m de altitud y una velocidad de 67 m/s; descenso con un ángulo de 3° y una altura inicial

del procedimiento de 2400 m. Como resultado la longitud del procedimiento será de 29,6 Km y velocidad en el inicio del descenso (TOD) será de 113,2 m/s. En las siguientes figuras se muestran la trayectoria, velocidad y empuje resultantes.

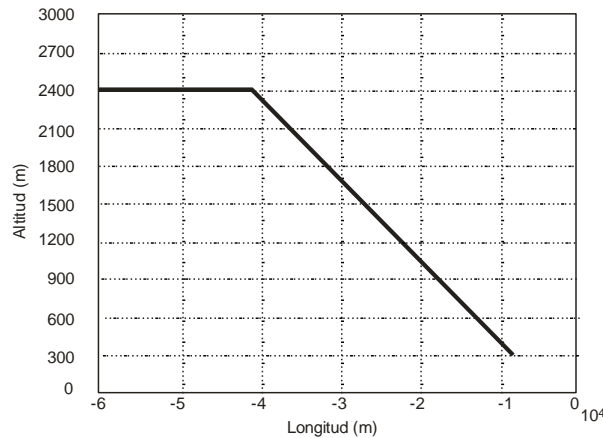


Figura 12. Perfil vertical de la trayectoria en ACDA con ángulo de descenso constante y motor a ralentí.

Como se puede observar en la figura 12, la trayectoria de descenso se mantiene con una pendiente constante de 3° .

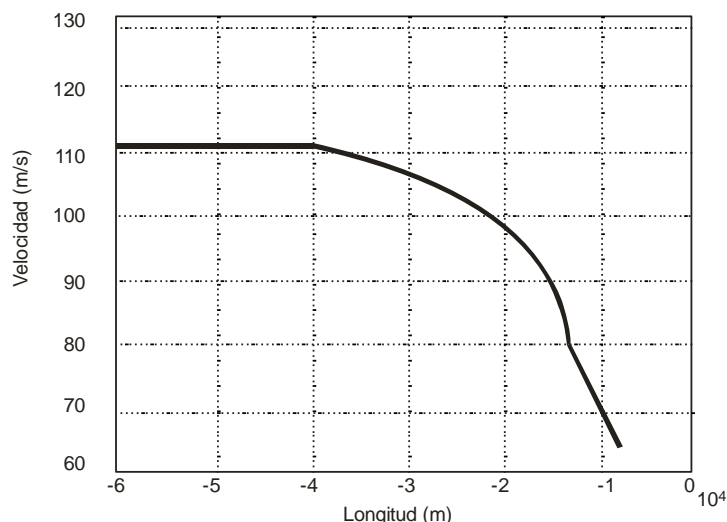


Figura 13. Perfil de velocidad V_{TAS} de la trayectoria en ACDA con ángulo de descenso constante y motor a ralentí.

Para mantener el ángulo de descenso constante, la velocidad ha de disminuir de forma creciente con la altura. Cuando la aeronave está a 79,7 m/s se aprecia una discontinuidad en la evolución de la velocidad. A partir de este punto su disminución será lineal con la distancia¹ para adaptarse al objetivo marcado de 67 m/s.

El empuje, como era de esperar, disminuye bruscamente al iniciar el descenso debido a la condición de mantener el motor a ralentí.

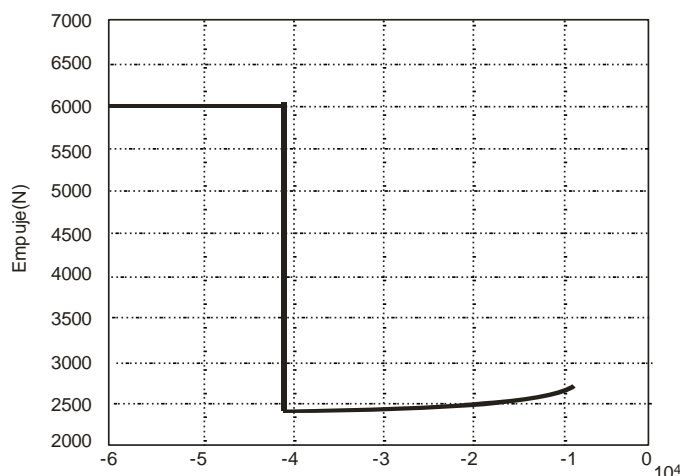


Figura 14. Empuje a lo largo del procedimiento en ACDA con ángulo de descenso constante y motor a ralentí.

¹ Esta situación se produce porque la aeronave ha llegado a la altura establecida para el punto de inicio de la aproximación final (FAP), con una velocidad superior a la establecida. En el modelo desarrollado, cuando se produce este hecho la función de velocidad se adapta para evolucionar de forma lineal hasta el valor objetivo.

4. CONCLUSIONES

Los procedimientos en descenso continuo (CDA) se plantean como una medida eficaz para la minimización del impacto acústico en el entorno de los aeropuertos, aumentando además la eficiencia de la operación de la compañía.

El principal problema que presenta la implantación de este tipo de procedimientos es la imposibilidad de ajustar tiempos y velocidades para garantizar la separación mínima entre aeronaves manteniendo los niveles de seguridad, ya que, en la prestación de servicios de control de tráfico aéreo (ATC), el controlador no podrá actuar sobre la aeronave para modificar sus condiciones una vez iniciado el procedimiento. Con ello, la capacidad de un aeropuerto, medida en número máximo de aeronaves por unidad de tiempo, queda sensiblemente penalizada (Clarke et al. 2006; Ren y Clark 2007).

Conocer los perfiles de descenso de los diferentes tipos de aeronaves, fijadas las características cinemáticas nominales del procedimiento, es imprescindible para una implantación compatible con una capacidad del aeropuerto similar a la que se obtiene con procedimientos convencionales.

El modelo dinámico presentado en este artículo permite establecer el comportamiento de las aeronaves al ejecutar este tipo de procedimientos, de forma que pueda estimarse el perfil vertical de velocidades, alturas, empuje y resistencia inducida de cualquier tipo de aeronave durante la aproximación.

Como se ha demostrado, las condiciones iniciales del

procedimiento (velocidad, altura y distancia) serán diferentes para cada modelo de aeronave, siendo importante una selección apropiada de las mismas para poder secuenciar el tráfico en la fase aproximación. El método desarrollado permite obtener las condiciones iniciales que hacen que cada modelo de aeronave alcance el punto de inicio de la aproximación final (FAP) en las condiciones requeridas para la fase de aterrizaje.

Este modelo se ha desarrollado utilizando la herramienta MATLAB-SIMULINK, de uso universal en el ámbito científico y técnico; en tanto que los parámetros requeridos para cada tipo de aeronaves están disponibles en una base de datos de libre acceso, como el BADA de Eurocontrol.

Una comparación con resultados en simulador de vuelo del Boeing 737-700, indica que la modelo describe con fidelidad el comportamiento de la aeronave en descenso.

La ecuación de la energía para configuración de descenso (motores al ralentí), que sirve de soporte al modelo, se ha planteado en dos circunstancias diferentes, velocidad de descenso ó ángulo de descenso constantes. En estas circunstancias, dadas las condiciones nominales del procedimiento en descenso continuo (CDA), solo existen soluciones compatibles con pérdidas de altura y velocidad dentro de la envolvente de vuelo, en un margen muy reducido de situaciones, en caso de que existan. La herramienta permite identificar y seleccionar estas soluciones.

REFERENCIAS.

Abbot T. S. (1991). *A compensation algorithm for the slowdown effect on constant-time-separation approaches*, NASA TM 4285.

Anderson L. y Warren A. (2002). *Development of an Advanced Continuous Descent Concept Based on a 737 Simulator. Boeing Air Traffic Management*. "Proceedings of the 21st Digital Avionics Systems Conference", pp 1E5-1 - 1E5-4, Vol. 1.

Caves R. E., Kershaw A. D., Rhodes D. P. (1999). *Operations for airport noise control: Flight procedures, aircraft certification and airport restrictions*, Transport Research Record 1662, Transportation Research Board, Washington.

Erkelens, L. J. J. (2000). *Research into New Noise Abatement Procedures for the 21st Century*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, American Institute of Aeronautics and astronautics -4474.

Eurocontrol Experimental Centre. (2010). *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.8 EEC* Technical/Scientific Report No. 2010-003.

Hoffman, E. (1993). *Contribution to aircraft performance modelling for ATC use*, Eurocontrol Experimental Centre. Report 258.

Sourdine PL97-3043 (2000), *Project funded by the European Commission under the Transport RTD programme of the 4th Framework Programme*. May 31st.

Clarke J.P., Bennett D., Elmer K., Firth J., Hilb R., Ho N., Johnson S., Lau S., Ren L., Senechal D., Sizov N., Slattery R., Tong K. O., Walton J., Willgruber A., y Williams D. (2006). *Development, Design and Flight Test Evaluation of a CDA procedure for Night Time Operations at Louisville Int. Airport*. Report of the Partner CDA Development Team. Report No. PARTNER-ION 2005-02.

Ren L. y Clarke J.P. (2007). *Georgia Institute of Technology. Separation Analysis Methodology for Designing Area Navigation Arrival Procedures*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics Vol. 30, No. 5.

Este documento debe citarse como:

Arnaldo Valdés, R. M., Gómez Comendador, F., Sáenz Nieto, F. J. (2010). **Modelado de procedimientos de descenso continuo en aeropuertos continuos**. Ingeniería, Revista Académica de la FI-UADY, 14-2, pp 99-112, ISSN: 1665-529-X.